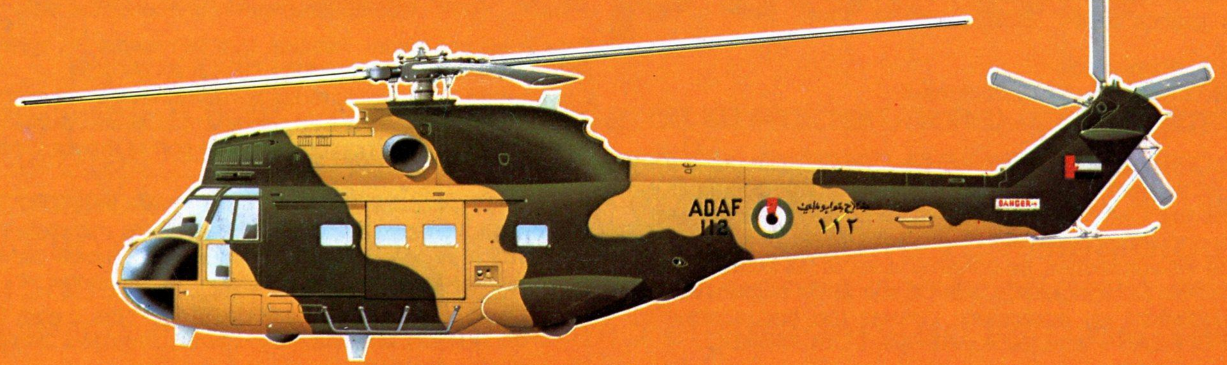
Enciclopedia Ilustrada de la
AVIACION

5 150 PTAS.



Vietnam: La guerra de los helicópteros ■ F-14 Tomcat: Alas variables
A-Z de la Aviación ■ Fuerzas Aéreas de Israel

CON ESTE FASCICULO, OBSEQUIO DE UN POSTER GIGAN

Editorial Delta, S.A.

Guerra aérea sobre Vietnam: capítulo 5.°

La guerra de los helicópteros

La utilización masiva de helicópteros en toda una extensa gama de tareas —transporte táctico, asalto, apoyo aéreo cercano, evacuación...— provocó un auge espectacular del Arma Aérea del Ejército de Tierra norteamericano en Vietnam. También algunos aviones de ala fija destacaron en misiones de reconocimiento y transporte aéreo, en acciones como el prolongado sitio de Khe Sanh.

En el Ejército de EE UU, el Arma Aérea, orgánicamente integrada en las grandes formaciones de combate en lugar de organizarse en unidades independientes, desempeña un papel de primer orden. Durante la guerra de Vietnam, los helicópteros norteamericanos, junto a una cantidad menor de aviones de ala fija, se utilizaron a una escala y en una diversidad de tareas incomparablemente mayores que en ninguna guerra terrestre anterior. De hecho, el crecimiento del Arma Aérea del Ejército de EE UU fue tan impresionante que llegó a convertirse por sí misma en la tercera fuerza aérea del mundo.

También con ocasión de la guerra de Vietnam un helicóptero, el Bell UH-1 de la familia «Huey», se convirtió en el segundo modelo de mayor producción del mundo a partir de la II Guerra Mundial, sólo superado por el biplano utilitario soviético An-2. El UH-1 no sólo representó la columna vertebral de la movilidad aérea de las tropas de tierra en Vietnam, sino también, en las últimas de sus múltiples versiones, la base de su potencia de fuego desde el aire. No hubo ningún choque bélico importante en el suelo de Vietnam del Sur en el que no participase el UH-1; y al final de la guerra, la cantidad de estos helicópteros abandonados por los norteamericanos superaba la totalidad de los helicópteros de cualquier fuerza aérea de Europa occidental de

Con carga lateral de armamento y de tropa, una unidad de transporte y asalto Bell UH-1 se prepara para levantar el vuelo y trasladarse rápidamente a la zona de aterrizaje designada (foto Bell Helicopter Textron).



hoy. Los vietnamitas vendieron algunos de ellos a compradores extranjeros, como Somalia.

También las Fuerzas Aéreas de EE UU utilizaron grandes cantidades de UH-1, lo mismo que la Infantería de Marina y la Armada. Estas dos últimas instituciones emplearon estos helicópteros en toda clase de asaltos armados y misiones de rescate, así como para patrullar la vasta región del delta del Mekong. Pero el Ejército utilizó miles de Huey, sobre todo como transporte normal de la Air Cavalry, es decir, de las unidades básicas de asalto aerotransportadas, listas para ser enviadas allí donde fuesen necesarias. Los asaltos aerotransportados se producían sobre objetivos específicos, bien para ocupar accidentes particulares del terreno, o bien, por lo general, para atacar alguna fuerza terrestre enemiga. Esto implicaba invariablemente el aterrizaje de fuerzas de infantería, más la artillería y todos los pertrechos de necesidad inmediata, bajo el fuego enemigo. Progresivamente se realizaron mejoras en los helicópteros a fin de incrementar su resistencia a un nutrido fuego de armas de pequeño calibre, e incluso a impactos ocasionales de armas de calibre superior a los 23 mm o esquirlas de bombas; a los golpes en las palas contra las copas de los árboles, y, excepcionalmente, a los aterrizajes forzosos.

Las primeras versiones, tales como el UH-1B, llevaban seis o siete hombres, pero en 1963 entró en servicio el UH-1D con una versión más poderosa del motor T53 y capacidad de carga duplicada: 14 hombres o seis heridos en camilla. Cuatro años después, el aún más poderoso UH-1H llegó a la zona bélica; el D y el H superaron en número a todos los otros helicópteros en Vietnam.

En cada operación aerotransportada, un UH-1 especialmente equipado con sistemas de comunicaciones llevaba al comandante de la fuerza y a personal especializado, incluido un oficial de enlace aéreo cuya tarea consistía en dirigir las operaciones de apoyo cercano a cargo de aviones de las Fuerzas Aéreas de EE UU, como el Cessna A-37B Dragonfly. Muchos Dragonfly prestaron servicio en Vietnam; su modesta velocidad y gran agilidad se adaptaban bien al apoyo ofensivo en los aterrizajes de tropas aerotransportadas. En una operación importante, el equipo de oficiales de enlace aéreo podía incluir a cinco pilotos de control aéreo avanzado y ocho especialistas en comunicaciones, con frecuencias que cubrían todas las fuerzas de tierra y aire (y, en su caso, también de mar) de la región. Otro UH-1, el avión más importante de la formación, debía transportar a la sección de control de la zona del aterrizaje, encargada de descender en ésta antes que los demás helicópteros y dirigir el aterrizaje de todos ellos.

Zonas de aterrizaje por explosión

La selección de una zona de aterrizaje adecuada dependía del previo reconocimiento aéreo mediante helicópteros. En ocasiones, no había ninguna zona disponible y la tropa debía descender (si era necesario, descolgándose con cuerdas) desde los aparatos en vuelo estacionario. Podía obligar a ello la falta de suelo firme, o la ausencia de una extensión suficiente de suelo más o menos plano. Si se trataba de una zona de arbolado muy denso, se creaba una zona de aterrizaje de emergencia haciendo explotar una bomba gigantesca a ras de suelo, para derribar los árboles en un amplio radio sin dejar cráter. Para ello se utilizaban bombas de 6 804 kg.

Una vez la operación en marcha, la sección de control tenía un tiempo mínimo para acondicionar la zona de aterrizaje y realizar una serie de cometidos tales como la información sobre eventuales peligros a los pilotos de los helicópteros, sobre localización de fuego de tierra, y sobre cualquier cosa que se saliera del plan previsto. El objetivo era que los Huey estuvieran nuevamente en el aire menos de diez segundos después de haber aterrizado; y, de ser posible, menos de cinco.

A lo largo de la operación, el apoyo ofensivo más próximo estaba a cargo del denominado Pink Team (Equipo Rosa), formado por una o más parejas de helicópteros rápidos y ágiles. Uno de cada pareja era un «Loach» ligero de observación, el Hughes OH-6A Cayuse. Muy pequeño y de gran manejabilidad, el OH-6A llevaba generalmente armas laterales tales como Minigun, contenedores de XM27, o un lanzagranadas XM75, pero su principal papel consistía en transportar una

La guerra de los helicópteros

La movilidad del Ejército norteamericano estuvo basada principalmente en una flota de helicópteros, en permanente crecimiento. Durante la guerra se multiplicaron las funciones que se le asignaban; gran cantidad de modificaciones permitían una adecuación continua a las condiciones siempre cambiantes de la lucha en Vietnam del Sur.

1. El Sikorsky CH-53 fue un elemento básico de apoyo, por su capacidad para transportar elementos tales como este obús de 105 mm.

2. El refuerzo de las plantas motrices y el nuevo diseño del fuselaje delantero aumentaron considerablemente las posibilidades del UH-1D/H Iroquois.

3. Las posibilidades de rescate de aviones quedan demostradas en la foto: un Vertol CH-46 transporta un Douglas A-4, sin motor ni unidad de cola.

4. La principal arma de apoyo del UH-1D/H a las fuerzas de tierra era la ametralladora M60, montada en la puerta de la cabina a fin de que el artillero tuviera un amplio campo de fuego.

5. El UH-1 se utilizó ampliamente para apoyo y asalto, con ametralladoras y cargas de cohetes.

6. Tropas de infantería saltan de su transporte UH-1 mientras éste permanece en suspensión sobre una superficie no apta para soportar su peso.

7. El Boeing Vertol CH-47 Chinook podía transportar unidades mayores de tropas, pero a menudo había que realizar descensos con escaleras colgantes.

8. Un artillero lateral dispara desde el exterior del aparato.

9. Ráfagas de una ametralladora de 7,62 mm disparada desde un Huey en vuelo.

10. Un herido de regreso a la base, vía helicóptero (fotos Bell/US Navy).


1


2



3


4



5

Bell AH-1G HueyCobra

El AH-1, cañonero desarrollado a partir del UH-1B/C ya en servicio en Vietnam, tenía un fuselaje de sólo 0,96 m de ancho, que alojaba un artillero en el morro, con su piloto por encima y detrás. Armado con cohetes y misiles en las aletas y con ametralladoras y lanzagranadas en el morro, escoltó a los transportes de tropas y proporcionó potencia de fuego en los desembarcos.

tripulación de dos a cuatro personas lo más cerca posible de cualquier lugar próximo a la zona de aterrizaje en el que las fuerzas enemigas pudiesen estar esperando. Un piloto de Loach fue recogido seis veces por aviones de rescate tras haber sido derribado por fuego directo. Todo lo que descubría el Pink Team, lo transmitía inmediatamente por radio a la zona de aterrizaje y al mando de la fuerza.

Tratando de proteger por todos los medios posibles al Loach y a los otros miembros del Pink Team, muy pronto se creó el Bell AH-1 HueyCobra, que tras un rápido desarrollo entró en acción en Vietnam en otoño de 1967, con lo que por primera vez las compañías aerotransportadas norteamericanas dispusieron de amplia potencia de fuego. Delgado, ágil y bien protegido, ya desde sus primeras versiones el Cobra contaba con un poder de fuego devastador gracias a sus ametralladoras, cañones, lanzagranadas y hasta 76 cohetes de alta velocidad. Luego, se le adaptarían armas adicionales, detectores montados en el morro y un radar de infrarrojos con indicador de blanco móvil, automáticamente unido a los subsistemas de puntería.

Los transportes pesados

Dos helicópteros mucho más grandes se usaron para cargas pesadas. El más común fue el Boeing Vertol CH-47 Chinook, un enorme transporte de doble rotor con capacidad en su fuselaje para 44 asientos para personal de tropa con todo su equipo, o para transportar vehículos medianos y artillería. A comienzos del conflicto vietnamita sólo se utilizaban los primeros modelos CH-47A y B con una carga útil máxima de alrededor de 6 800 kg. A partir de setiembre de 1968, éstos se vieron reforzados por los CH-47C, con motores mucho más poderosos y una carga útil de más de 10 430 kg en la voluminosa bodega o 12 700 kg en un gancho externo. Los Chinook podían transportar, a modo de cargas colgantes, todas las armas, municiones y aprovisionamientos aerotransportables que se utilizaron en Vietnam, así como ciertos elementos de supervivencia, como depósitos de agua potable. También rescataron más de 11 000 aviones derribados —por valor de 2 990 millones de dólares—, y durante la evacuación de refugiados despegaron con nada menos que 147 personas a bordo.

Más poderoso aún, aunque utilizado en mucho menores proporciones, el Sikorsky CH-54 Tarhe es el único gran helicóptero grúa del mundo occidental. La mayoría de los Tarhe al servicio de EE UU cumplieron misiones en Vietnam, llevando en eslinga cargas como bulldozers, niveladoras y blindados ligeros, y recogiendo y trasladando piezas de artillería; también realizaron tareas de rescate de más de 380 aviones caídos.

Entre los modelos del Ejército norteamericano que se utilizaron de forma secundaria en Vietnam hubo pequeñas cantidades de helicópteros más viejos, entre ellos el Bell H-13, el Vertol CH-21 y el Sikorsky CH-34, así como el mucho más nuevo Bell OH-58A Kiowa.





Este último, sucesor del Hughes como helicóptero ligero de observación («Loach») estándar, fue construido a tal ritmo que entre mayo de 1969 y el final de la intervención norteamericana en Vietnam se entregaron al Ejército no menos de 2 200 aparatos. Los Kiowa entraron en acción en Vietnam hacia setiembre de 1969, y poco a poco se convirtieron en el tipo preferido para tareas de mando, enlace y transporte ligero, así como para toda forma de reconocimiento y localización de objetivos.

Algunos helicópteros que se usaban normalmente para transporte contaron con aparatos especiales de detección, diseñados específicamente para resolver los problemas que planteaba el medio físico vietnamita. Los dispositivos para observación nocturna eran múltiples, la mayoría de ellos con sensor de infrarrojos o técnicas electrónicas pasivas de intensificación de imágenes. Algunos CH-47 Chinook estaban equipados con radar y otros dispositivos de detección y de visión nocturna; tres conversiones de ataque ACH-47 contaron además con un variado armamento pesado acoplado a la estructura del helicóptero, además de ametralladoras extra en emplazamientos laterales en la cabina. Uno de los detectores más raros fue el llamado People Sniffer (Olfateador de personas), que llevaron en Vietnam diversos UH-1 Huey. Era un sistema de análisis permanente de la atmósfera por medio de tubos de ensayo, que registraba la presencia de elementos químicos —por ejemplo, en la transpiración y la respiración— que indicaban la presencia humana. Tenía el inconveniente de que tales emisiones químicas sólo aparecían en proporciones sumamente pequeñas, de modo que no indicaban con certeza la presencia de tropas enemigas, sino meramente sugerían que en algún sitio delante del helicóptero había hombres; y el inconfundible ruido del rotor alertaba de su presencia con varios minutos de antelación.

Aparatos de ala fija

Una parte más reducida de la actividad aérea del Ejército norteamericano en Vietnam estuvo a cargo de aparatos de ala fija. Algunos eran aviones de mando y enlace, como el Beech U-8 Seminole, el U-12 Ute y el bimotor a turbohélice C-12 Huron. Un STOL de transporte estándar fue el de Havilland Canada DHC-4 Caribou, capaz aproximadamente para la misma carga que un C-47 (unas tres toneladas o 32 hombres), y que podía aterrizar y despegar en pistas impracticables para cualquier otro avión de su tamaño. Debido a esta particular cualidad, el modesto número de Caribou en servicio en Vietnam se mantuvieron en actividad incesante, en particular cuando era urgente el reabastecimiento de tropas sitiadas y la evacuación de poblaciones civiles (si bien, en caso de disponer de una pista de aterrizaje adecuada, se prefería el C-130, de mucha mayor capacidad). Los 134 Caribou CV-2 del Ejército que se hallaban en el frente en enero de 1967 fueron transferidos a las Fuerzas Aéreas con la denominación C-7, y continuaron prestando buenos servicios hasta el fin del conflicto. Los Caribou formaron también el 35º y 38º Sqns de las Reales Fuerzas Aéreas Australianas, que prestaron servicio en Vietnam del Sur ya desde 1964 y establecieron un notable récord al transportar mayor tonelaje de carga y más cantidad de hombres que las unidades del Ejército y de las Fuerzas Aéreas de EE UU equipadas con el mismo avión. En mayo de 1966, el comandante aliado, general Westmoreland, solicitó que un squadron de C-7A Caribou de las Reales Fuerzas Aéreas de Australia se incorporase a la 7.ª Fuerza Aérea de EE UU; no obstante, Washington desautorizó la petición por razones políticas.

La única excepción a la política según la cual el Ejército de EE UU no debía utilizar aparatos de combate de ala fija fue el Grumman OV/1 Mohawk, que aparece en la foto descargando una andanada de cohetes no dirigidos (foto US Air Force).

A partir de 1965, la base de la política del Departamento de Defensa de EE UU consistió en que el Ejército no debía disponer de una fuerza considerable de aparatos de ala fija, de modo que, desde esa fecha en adelante, el Ejército sólo pudo disponer, en teoría, de aviones ligeros, sin pretensiones de usurpar el papel de las otras armas. Quizá la única excepción haya sido el insólito Grumman OV-1 Mohawk, un bimotor a turbohélice del tamaño aproximado de un caza o avión de combate, pero pensado para transportar una amplia gama de sofisticados aparatos de vigilancia del campo de batalla. Entre sus características destacan la gran agilidad en vuelo bajo, la carrera de despegue y aterrizaje sorprendentemente corta —dato de gran valor en las zonas montañosas de Vietnam— y una completa protección del fuego de tierra, con un grueso blindaje de aluminio, superficies transparentes antibala y protectores contra la artillería antiaérea en los mamparos de las cabinas delantera y trasera. En Vietnam se desarrollaron diversas versiones que fueron poco conocidas, al estar su labor íntimamente ligada a los mandos del Ejército de EE UU y de otras fuerzas de tierra, aunque eventualmente colaboraron con organizaciones de las Fuerzas Aéreas tales como el Centro de Vigilancia de Infiltraciones Igloo White.

Descarga de provisiones de un C-7A (de Havilland Canada DHC-4 Caribou) de la USAF en Tra Bong, Vietnam del Sur. Este tipo había servido en el Ejército hasta enero de 1967 (foto Us Air Force).



Próximo capítulo:

Las misiones de apoyo

El sitio de Khe Sanh

La guerra terrestre en Vietnam fue esencialmente un conflicto móvil, en el que las fuerzas norteamericanas y survietnamitas trataban de inmovilizar y destruir al huidizo Vietcong y, más tarde, al Ejército regular de Vietnam del Norte. En esas circunstancias, era vital un importante grado de movilidad que sólo podía lograr la aviación, tanto de ala fija como de ala rotatoria. Tal vez el ejemplo más ilustrativo del tipo de transporte aéreo que se consiguió en Vietnam sea el sitio a la plaza fuerte de Khe Sanh. En 1954, en circunstancias parecidas, el Vietminh había impedido que la guarnición francesa de Dien Bien Phu fuera abastecida desde el aire, pero en Khe Sanh los norteamericanos pudieron hacer llegar por este medio a los sitiados el equipo y los víveres necesarios en cantidad suficiente.

1. Un montador del Ejército sujeta una cuerda al cable del gancho de un Lockheed C-130 antes de lanzar con paracaídas una carga en Khe Sanh.

2. Introducción de carga en la bodega de un C-130; la correspondencia (en primer plano) ocupará en el viaje de vuelta el espacio que han dejado libre las armas.

3. Provisiones acondicionadas en plataformas descienden en paracaídas hacia Khe Sanh, lanzadas desde un C-130 en marzo de 1968.

4. Provisiones lanzadas en paracaídas desde un C-130 caen fuera del perímetro defensivo de Khe Sanh, después de haber errado el área durante un descenso en marzo de 1968.

5. Refuerzos de la Infantería de Marina para la guarnición reunidos ante la rampa del fuselaje de un Sikorsky CH-53A para recoger su equipo, a su llegada a la base de Khe Sanh.

6. Un depósito de combustible de Khe Sanh arde ferozmente, alcanzado por un impacto de mortero del Vietcong (fotos US Air Force).



2



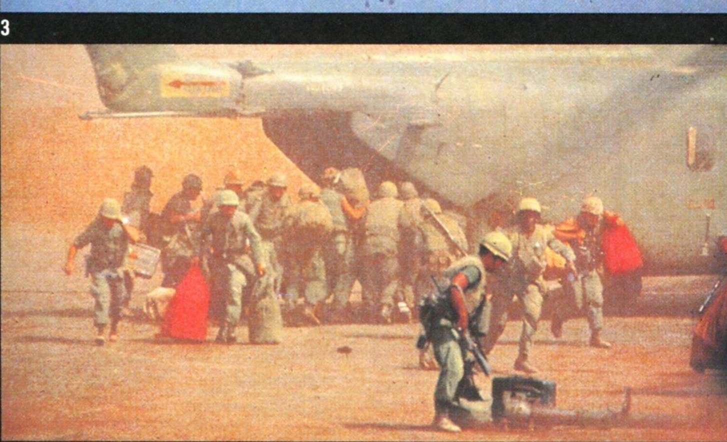
1



3



4



5



6

F-14 Tomcat: alas variables

El F-14, eficacísimo en la función de defensa aérea, es el único avión capaz de combatir simultáneamente y a larga distancia con objetivos tan diferentes como un intruso supersónico en la estratosfera y un misil en vuelo rasante. Con la adopción prevista de motores más potentes, se mantendrá aún mucho tiempo en primera línea de combate.

El F-14 fue diseñado para suceder al McDonnell Douglas F-4 Phantom II, uno de los mejores cazas de todos los tiempos. Se pretendía que el nuevo avión garantizara la continuidad de la superioridad aérea estadounidense, ante el gigantesco avance de la tecnología soviética en aviones de combate. Era también necesario proporcionar defensa aérea a larga distancia para la Armada contra ataques múltiples de aviones armados con misiles. En tercer lugar, el nuevo avión debía ser capaz de efectuar misiones de ataque, como caza de escolta y como plataforma para armas aire-superficie. Estos requisitos sólo podían ser cumplidos por un avión que incorporara avances en distintas áreas tecnológicas: aerodinámica, propulsión, estructura, aviónica y armamento. En el F-14 se combinan alas de geometría variable, turbofan con poscombustión, el radar AWG-9 y el misil Hughes AIM-54A Phoenix; el resultado es un interceptador sin par y un caza polivalente con unas características de flexibilidad operativa prácticamente inigualadas.

Los orígenes del programa F-14 se remontan a finales de los años cincuenta, cuando la Douglas proyectó un avión «Missileer» para defensa aérea de la Armada norteamericana contra ataques simultáneos de bombarderos a larga distancia. El F-6D Missileer debía ser un avión subsónico de patrulla, que confiaría en el alcance de sus misiles para destruir a los bombarderos enemigos antes de que éstos pudiesen utilizar sus propias armas. Cada F-6D debía llevar seis misiles de largo alcance Eagle en soportes subalares y otros dos bajo el fuselaje.

Un Tomcat a punto de entrar en contacto con el puente de un portaviones. El rayado gancho de detención aparece en posición para enganchar el primer cable; las alas variables se encuentran en la posición «sin flecha», y los flaps de ranura extendidos (foto Grumman).



F-14A del Squadron de caza embarcado VF-14 («Sombrero de copa»), con el distintivo de la unidad en la deriva. Pertenece al Ala n.º 1 embarcada en el USS *John F. Kennedy*. Son visibles la instalación del cañón M61 en la proa, las tomas de aire ligeramente inclinadas y las ahusadas toberas de escape convergentes/divergentes.

Este F-14 de la US Navy ostenta las marcas del Squadron de caza embarcado VF-32 con base en Oceana, Virginia, que cuando se hizo la ilustración operaba como parte del Ala embarcada CVW 1 desde el USS *John F. Kennedy*. Un misil Sparrow aparece semioculto bajo el fuselaje.

El programa F-6D/Eagle se descartó a finales de 1960, pero los principios básicos del sistema de armas se mantuvieron en el Grumman F-111B, cuyo primer vuelo tuvo lugar en 1965. El F-111B fue la variante naval del General Dynamics F-111 de alas de geometría variable, un avión polivalente, que podía cubrir las necesidades de las Fuerzas Aéreas de un avión de interceptación a baja cota, y las de la Armada de un caza de defensa aérea que reemplazase al F-4. En su forma naval, el avión fue equipado con una versión desarrollada del sistema de armas planeado inicialmente para el F-6D: el Hughes AWG-9 y un derivado del misil Eagle, el Hughes AIM-54 Phoenix.

Un comienzo desastroso

El F-111B encontró muchos problemas en el curso de su desarrollo, el más serio de los cuales fue el continuo y dramático aumento de peso. Por ello, en octubre 1967 Grumman propuso un diseño completamente nuevo, más pequeño y ligero que el F-111B, que mantendría el sistema AWG-9 y los misiles Phoenix, pero permitiría prestaciones mucho más altas. A comienzos de 1969 la Marina de EE UU eligió el diseño de la Grumman en el concurso para un nuevo caza, que debía sustituir al F-111B; el proyecto se denominó F-14A.

El primer F-14A hizo su vuelo inicial desde la planta de Grumman en Calverton el 21 de diciembre de 1970, pilotado por el jefe de pilotos de pruebas de la compañía, Bob Smith, con el piloto del proyecto F-14, Bill Miller, en el asiento trasero. Nueve días después este avión se estrelló en su segundo vuelo, a causa de la pérdida de control causada por fallos debidos a fatiga de material en las tuberías de acero inoxidable del sistema hidráulico. Los dos miembros de la tripulación se salvaron al lanzarse en vuelo, pero el F-14 quedó completamente destruido. Con las tuberías de acero reemplazadas por otras de titanio, el segundo F-14 voló el 24 de mayo de 1971.

El F-14 sufrió otros dos accidentes en el curso de sus pruebas de desarrollo. El 30 de junio de 1972, Bill Miller se mató al caer su avión (n.º 10) al mar cuando ensayaba para una exhibición aérea, y el 20 de junio de 1973 un F-14 conducido por una tripulación de la US Navy fue alcanzado por un misil Sparrow de prácticas que él mismo acababa de lanzar. Después de este accidente se instalaron cartuchos de eyección de misiles más potentes.

El F-14A efectuó sus primeros apontajes y despegues con catapulta desde el USS *Forrestal* durante junio de 1972. Los dos primeros Squadrons operacionales, VF-1 y 2 fueron destinados al USS *Enterprise* en setiembre de 1974. En 1981 el F-14A equipaba el Squadron de pruebas y evaluación VX-4 con base en Point Mugu, California, y los Squadrons de la Flota VF-51, 111 y 124, basados en Miramar, y VF-32, 41, 84, 101 y 142 con base en Oceana, Virginia. Los planes de la US Navy son adquirir un total de 521 F-14, para equipar 18 Squadrons, y en 1981 el ritmo de producción era de 30 aviones por año.

El F-14A está también en servicio en las Fuerzas Aéreas Islámicas Revolucionarias de Irán. El propósito original al exportar estos aviones era prevenir los vuelos sobre territorio iraní de los Mikoyan Gurevich MiG-25 de las Fuerzas Aéreas Soviéticas, que habían comenzado a principios de los setenta, muy por encima del techo de servicio de los F-4 y Northrop F-5 de las Fuerzas Aéreas Imperiales Iraníes.

La posibilidad de una venta de F-14 a Irán surgió en mayo de 1972, en conversaciones entre el Sha y el presidente Nixon, cuando éste visitó Irán. Los contratos por un total de 80 F-14A (incluidos el armamento, los repuestos y la asistencia técnica) se firmaron en junio de 1974 y enero de 1975. Las entregas a Irán comenzaron en enero de 1976 y acabaron en julio de 1978. Después de la caída del Sha, la asistencia norteamericana cesó y se cortaron los suministros de recambios. El F-14 parece haber tenido escasa participación en la dilatada guerra con Iraq, y algunos informes sugieren que sólo siete de los 75 aviones que permanecen en las bases de Shiraz y Khatami continuaban en estado de vuelo a mediados de 1981.

Básicamente, el Tomcat es un biplaza en tándem movido por dos turbofan Pratt & Whitney TF-30-P-414 de 9 480 kg de empuje con poscombustión, integrados en contenedores suspendidos que van equipados frontalmente con un complejo sistema de tomas de aire de flujo variable y cuatro ondas de choque, y en la parte posterior con toberas de escape, variables mecánicamente, del tipo convergente/divergente. Aparte de sus alas de geometría variable, el único rasgo inusual es el uso de derivas gemelas, diseñadas para prevenir una repentina pérdida de empuje por fallo de un motor, en vuelo a velocidad máxima.

El F-14 fue el segundo avión de producción occidental que utilizaba alas de geometría variable y, como su predecesor el F-111, el diseño del ala estaba basado en el concepto de «articulación externa» desarrollado por la NASA para minimizar el cambio de estabilidad del avión cuando se mueven los paneles externos. Las dos charnelas sobre las que pivotan las secciones externas alares se encuentran de hecho a casi 5,50 m de distancia entre sí.

La geometría variable ofrece ventajas especiales aplicada a un caza naval: de una parte, con las alas abiertas (20º de flecha en el borde de ataque), el F-14 puede obtener buenas prestaciones en



Formación de Tomcat del Squadron VF-1 («Wolf Pack», manada de lobos), del Ala embarcada n.º 9 a bordo del USS *Constellation*. El F-14A es el principal caza de defensa aérea en servicio con la US Navy y se espera que permanezca en servicio por lo menos hasta mediados los años noventa (foto Grumman).

despegue y aterrizaje, largo alcance en vuelo subsónico y dilatada autonomía para misiones de patrulla aérea de combate; por otro lado, la posición de alas plegadas (68°) proporciona al Tomcat excelentes prestaciones transónicas y supersónicas y mínima respuesta a las ráfagas de viento en misiones de penetración rasante. El ala F-14 puede también «sobreplegarse» a 75° para reducir la envergadura y facilitar su estacionamiento en los abarrotados hangares de los portaviones.

Aunque el piloto puede controlar manualmente el ángulo de flecha alar si lo desea, el ala se mueve normalmente de forma automática a la posición calculada por la computadora central para obtener la menor resistencia del avión en cada condición de vuelo. La velocidad máxima de variación del ángulo es de 7,5° por segundo.

Tecnología avanzada

Una peculiar característica del F-14 es la llamada «aleta enguantada», una superficie triangular retráctil en el borde de ataque de la parte fija de cada ala. Estas aletas se extienden automáticamente para compensar el desplazamiento hacia atrás del centro de presiones aerodinámicas a muy altas velocidades, y adoptan la posición totalmente abierta a partir de Mach 1,5. Pueden también ser utilizadas manualmente para mejorar la manejabilidad.

Grumman aprovechó en el programa F-14 la experiencia del proyecto F-111 y utilizó una tecnología mucho más avanzada en la estructura central del ala, que lleva las dos charnelas, reemplazando la estructura central de acero remachado del F-111 por una unidad mucho más ligera de titanio soldado por flujo de electrones.

Pero la célula de geometría variable y sus potentes pero económicos turbofan son sólo una parte de la historia: lo que hace al F-14 único son su aviónica y su radar. El radar Hughes AWG-9, gracias a un sistema de exploración y seguimiento simultáneos, puede vigilar 24 escenarios al mismo tiempo, mientras la computadora planifica ataques a seis de ellos. El radar puede detectar blancos del tamaño de un bombardero a 315 km, cazas a 215 km y pequeños misiles de crucero a más de 120 km. Como complemento del radar, el F-14 dispone de un sistema de detección de blancos por infrarrojos y está en proyecto añadirle un sistema de identificación visual a larga distancia.

Único como el F-14 es el misil aire-aire Hughes AIM-54A Phoenix, que proporciona una increíble capacidad, de largo alcance y en cualquier condición atmosférica, contra toda clase de blancos aéreos. El Phoenix mide aproximadamente 4 m de largo y 40 cm de diámetro, con una envergadura de unos 90 cm. Pesa alrededor de 450 kg al lanzamiento y lleva 60 kg de explosivos en su cabeza de guerra. La guía es inicialmente por radar semiactivo buscador (que utiliza las reflexiones de la emisión del caza lanzador), seguida de guía por radar activo buscador en la fase final. El Phoenix consigue, al parecer, su extraordinario alcance gracias a una ascensión preprogramada hasta una altitud máxima, seguida de un descenso supersónico hacia su objetivo.

Complementando a los misiles Phoenix en su papel aire-aire, están los AIM-7 Sparrow de alcance medio y radar buscador, los de alcance relativamente corto AIM-9 Sidewinder de guía infrarroja y el cañón revólver M61. Las posibles configuraciones de misiles incluyen seis Phoenix en combinación con dos Sidewinder, pero un armamento más usual para misiones de interceptación es el de dos

Corte esquemático del Grumman F-14A Tomcat

1 Luces anticolisión
2 Antena DECM/RCVR
3 Timón dirección en «panal de abeja»
4 Recubrimiento en sandwich de la deriva en «panal de abeja»
5 Luz navegación trasera
6 Tubería drenaje combustible
7 Toberas
8 Montaje trasero motor/vigueta montaje estabilizador
9 Actuador empenaje
10 Conjunto pivotaje empenaje
11 Estabilizador boro epoxídico
12 Borde fuga en panal abeja
13 Antena receptora APR-25
14 Posición alar en flecha máxima
15 Aleta ventral
16 Admisión aire refrigerador aceite motor
17 Mástil antena de UHF
18 Estructura trasera fuselaje
19 Unión remachada deriva
20 Amortiguador gancho apontaje
21 Articulación control empenaje
22 Aerofreno (superficie superior)
23 Sección trasera planiforme revisada (reducida) del fuselaje (del aparato n.° 87 en adelante)
24 Conjunto espita deriva
25 Respiradero depósito
26 Depósitos traseros integrados en fuselaje
27 Carenado base deriva
28 Empenaje babor
29 Posición alar en flecha máxima
30 Junta estanca hinchable (integrada en ala estribor)
31 Turbofan Pratt & Whitney TF30-P-412 babor
32 Cables control
33 Articulación unión trasera fuselaje
34 Carapachos refuerzo
35 Antenas VHF
36 Estructura soporte (en titanio) charnelas pivotaje ala
37 Gato rosca de plegado ala
38 Eje guía flap
39 Flap
40 Luces formación punta alar (baja intensidad)
41 Luz navegación babor
42 Slats borde ataque
43 Depósito integrado ala
44 Eje guía slat
45 Equipo pivotaje alar
46 Receptáculos ruedas principales
47 Compuertas descarga entrada aire
48 Salida aire termocambiador ECS
49 Luces navegación (sobre y bajo la aleta enguantada)
50 Aleta enguantada (en posición abierta)
51 Cubierta abatible
52 Estructura cubierta en una sola pieza (aluminio forjado)
53 Espejos retrovisores (3 piloto y uno oficial vuelo)
54 Presentador datos
55 Asiento eyector piloto (Martin Baker GRU-7A cero-cero)
56 Presentador vertical conjunto indicadores
57 Parabrisas (cristal blindado)
58 Limpiaparabrisas
59 Antena UHF-ADF
60 Toma reaprovisionamiento en vuelo (retraída)
61 Sensor temperatura parabrisas
62 Antena planar exploradora radar AWG-9
63 Sistema antenas IFF
64 Radomo abisagrado
65 Balancín sintonización radar
66 Buscador infrarrojo/unidad óptica TV
67 Luz anticolisión
68 Compartimiento electrónica
69 Luces formación baja intensidad
70 Toma reaprovisionamiento en tierra
71 Registro toma reaprovisionamiento en vuelo
72 Pedales timón dirección
73 Compuertas tren delantero
74 Enganche lanzador catapulta
75 Ruedas dobles tren delantero
76 Pata tren delantero
77 Martinete retracción
78 Contenedores LOX (oxígeno líquido)
79 Cañón revólver M61 A-1 bajo la cabina (babor)
80 Transmisor/receptor ECM
81 Asiento eyector oficial vuelo
82 Mamparo posterior
83 Actuador cubierta
84 Rectificadores transformadores
85 Computadora vuelo
86 Cuadernas maquinadas fuselaje
87 Depósitos delanteros integrados en fuselaje
88 Largueros principales fuselaje (titanio)
89 Compuertas «rampas» toma de aire (3)
90 Luces navegación (bajo y sobre aleta enguantada)
91 Actuador aleta
92 Acceso actuador neumático
93 Largueros maquinados aleta
94 Pivote aleta
95 Panel superior entrada aire
96 Cuatro misiles aire-aire Phoenix semihundidos
97 Entrada aire
98 Carenado tren de aterrizaje principal
99 Montante compresión tren
100 Zapata lanzamiento misiles aire-aire Sidewinder
101 Compuerta carenada vano alojamiento tren aterrizaje
102 Misil aire-aire Phoenix
103 Rueda estribor
104 Amortiguador bisagra
105 Pata tren principal
106 Recubrimiento alar
107 Articulación actuador maniobra flap
108 Respiradores combustible y conductos evacuación
109 Slats borde ataque
110 Depósito integral alar
111 Deflectores aerodinámicos
112 Flaps
113 Luces formación punta alar (baja intensidad)
114 Luz navegación estribor



Uno de los aproximadamente 75 F-14A vendidos a Irán, y que ahora forman parte de las Fuerzas Aéreas Islámicas Revolucionarias. Este avión es virtualmente idéntico a los de la US Navy, con armamento completo, incluidos misiles Phoenix, pero con cambios menores en la aviónica, como por ejemplo en el equipo IFF.



F-14A del Squadron de caza embarcado VF-1 («Wolf Pack»), aparentemente destacado en el Squadron de evaluación VX-4 en Point Mugu, California. El inusual camuflaje astillado y la pequeña insignia de EE UU indican que probablemente es utilizado para simular aviones enemigos en pruebas de combate aéreo.

F-14A con sus alas en posición de flecha máxima (nótese la cercanía del borde de fuga del ala al de ataque del estabilizador) y con armamento de defensa aérea de cuatro misiles AIM-54A Phoenix de largo alcance bajo el fuselaje, dos AIM-7 Sparrow en soportes subalares y dos AIM-9 Sidewinder en los travesaños de los soportes subalares (foto Grumman).



00
00
CDR SKIP FURLONG
LT JG DALE GARDNER
RESCUE
100
USS ENTERPRIS
JET
DANGER
INTAKE



Grumman F-14A Tomcat

Especificaciones técnicas

Tipo: caza biplaza polivalente embarcado
Planta motriz: dos turbofan con poscombustión Pratt & Whitney TF30-P-412A de 9 480 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima (en configuración limpia) Mach 2,34 o 2 486 km/h; trepada a 18 290 m en 2 min 6 seg; radio de operaciones con cuatro AIM-7F Sparrow 725 km
Pesos: vacío 18 036 kg; máximo en despegue 31 945 kg
Dimensiones: envergadura sin flecha 19,55 m, en flecha 11,65 m, en flecha máxima 10,15 m; longitud 19,10 m; altura 4,88 m; superficie alar 52,49 m^2
Armamento: un cañón M-61A1 de 20 mm con 676 disparos, más seis AIM-7F Sparrow y cuatro AIM-9 Sidewinder, o seis AIM-54A Phoenix y dos AIM-9, o una extensa variedad de armas aire-superficie hasta un máximo de 6 575 kg

Grumman F-14A Tomcat del Squadron de caza de la US Navy VF-1 «Wolf Pack». El ala variable del F-14, que se ve aquí en posición de flecha máxima a 68°, es posiblemente la única en graduarse por un programador automático de flecha alar. En combate envolvente cercano, las alas pivotan continuamente hacia dentro y hacia fuera, proporcionando capacidades excepcionales de giro.



Un Grumman F-14A Tomcat exhibe su configuración de flecha máxima. Este avión pertenece al VF-32, basado en el USS *John F. Kennedy*, y muestra un pesado armamento de largo alcance, compuesto por seis misiles aire-aire AIM-54A Phoenix (foto Grumman).

Phoenix, dos Sparrow y dos Sidewinder. Las pruebas de tiro con el Hughes Phoenix han escrito historia en aviación: el récord de alcance se consiguió al lanzar un Phoenix contra un blanco que simulaba un «Backfire» a 204 km de distancia, recorriendo el misil 135 km hasta hacer blanco en el avión sin piloto, que volaba a Mach 1,5. El récord de altitud se alcanzó cuando un Phoenix interceptó con éxito a un misil Bomarc que simulaba un MiG-25, a Mach 2,7 y 24 700 m de altura. La interceptación de un blanco tipo misil de crucero por un avión de caza se consiguió con el disparo de un Phoenix desde un F-14 contra un pequeño blanco que volaba a Mach 0,75 y 15 m de altura, desde una distancia de lanzamiento de 41 km. Sin embargo la prueba más destacable fue la de una descarga de seis misiles Phoenix en un periodo de 38 segundos contra diferentes blancos entre 57 y 93 km de distancia. Cuatro de los misiles lograron impactos directos. El porcentaje medio de éxitos en las pruebas realizadas por la US Navy es de un 84 % aproximadamente.

La combinación del radar AWG-9 y el misil Phoenix sitúa al F-14 en una categoría aparte. Ningún otro caza occidental puede compararsele en capacidad de largo alcance, todo tiempo, e interceptación de objetivos múltiples. El avión carece de la aceleración, trepada y capacidad de giro de algunos cazas de reciente aparición, pero su velocidad máxima es sobrepasada por muy pocos. Los detalles exactos son secretos, pero la estimación más usual de Mach 2,34 no debe estar demasiado lejos de la realidad. El único caza que alcanza una velocidad bastante más alta es el MiG-25, del que se cree que es capaz de volar a Mach 2,8.

La intención original de la US Navy era que el F-14A propulsado por el TF30 fuera rápidamente sucedido en las líneas de producción por el F-14B equipado con dos turbofan Pratt & Whitney F401 de 12 745 kg de empuje estático cada uno. El F401 iba a ser probado en vuelo en el 7º y el 13º avión, para pasar a ser versión estándar desde el 68º avión en adelante, alcanzando el estadio operativo hacia finales de 1973. Pero restricciones presupuestarias condujeron a la cancelación del programa F401, a pesar de que el motor fue probado en un F-14 modificado, teniendo lugar el primer vuelo en setiembre de 1973.

Se han propuesto al menos otras dos variantes del F-14 basadas en el motor F401. Aunque los detalles oficiales nunca han sido publicados, parece que el F-14C debería haber sido un avión propulsado por el F401 con aviónica mejorada, y el F-14D una versión optimizada para el combate a mediano y corto radio, que combinaría el motor F401 con un radar simplificado y una célula aligerada, sin misiles Phoenix. El F-14 podría obviamente mejorar con motores más potentes y la US Navy aprovechó la oportunidad de compartir con las Fuerzas Aéreas los costos del desarrollo del motor General Electric F101DFE (Derivate Fighter Engine, motor derivado para cazas) de 13 150 kg de empuje, basado en el F101 utilizado en los prototipos del bombardero de geometría variable Rockwell B-1. El F101 DFE está en la actualidad en fase de pruebas de vuelo, acoplado al General Dynamics F-16 de la US Air Force y al F-14 de la Navy; el «Super Tomcat» resultante ha efectuado su primer vuelo el 14 de julio de 1981.

Actualmente también se efectúan trabajos para modernizar la serie de misiles Phoenix, inicialmente con el modelo AIM-54C, que se encuentra en pruebas. La nueva variante posee un procesador digital programable de señales, un transmisor/receptor de estado sólido, un autopiloto digital y un nuevo tipo de espoleta de proximidad. También se ha empezado a planificar el modelo siguiente, conocido como «Phoenix-X».

En un nivel más modesto, se está proveyendo a algunos F-14 de la US Navy de contenedores de reconocimiento para ser utilizados interinamente como reemplazo para el Rockwell RA-5C Vigilante y el Vought RF-8G Crusader. El contenedor se monta bajo la trasera del fuselaje y alberga una cámara de cuadro KS-87B, una cámara panorámica KA-99 y un explorador de infrarrojos AAD-5. Están previstos seis prototipos y 48 contenedores de producción; cada ala embarcada dispondrá así de tres aviones F-14A/TARPS (Tactical Airborne Reconnaisance Pod System).

El hecho de que el F-14A/TARPS pueda llevar a cabo misiones de reconocimiento conservando su carga completa de misiles es una muestra más de la notable versatilidad del avión. Si se les acopla la planta motriz F-101DFE, los Tomcat pueden permanecer durante muchos años en servicio, ya que no hay indicios de ningún rival a su increíble capacidad de interceptación a largo alcance.

A la derecha: Un Tomcat con cuatro misiles Phoenix y sendos pares de Sparrow y Sidewinder. Utilizando sus Phoenix, dos Tomcat destruyeron un par de Sukhoi Su-22 libios sobre el Mediterráneo en agosto de 1981 (foto Grumman).

Variantes del Grumman F-14 Tomcat

F-14A: versión estándar de producción para la US Navy y Fuerzas Aéreas Iraníes, propulsada por dos turbofan con poscombustión Pratt & Whitney TF30-P-412A de 9 480 kg de empuje (por lo menos 521 pedidos por US Navy, más 80 servidos al Irán)
F-14A/TARPS: como el F-14A, previsto para incorporación de TARPS (sistema contenedor de reconocimiento táctico) bajo la cola del fuselaje (49 conversiones)
F-14B: como el F-14A, provisto de turbofan con poscombustión Pratt & Whitney F401 de 12 745 kg de empuje
F-14C: versión supuestamente en proyecto del F-14B con aviónica optimizada
F-14D: versión supuestamente en proyecto del F-14B optimizado para combate aéreo de corto y medio alcance, con célula simplificada, radar aligerado y ausencia de misiles Phoenix
Super Tomcat: designación (posiblemente no oficial) dada a un F-14A de pruebas convertido, con motor General Electric F-101DFE de 13 150 kg de empuje, en lugar del TF30; es posible que todos los F-14A de la US Navy sean convertidos a ese estándar


NAVY

A-Z de la Aviación

Aérospatiale Caravelle



Aérospatiale (Sud) SE 210 Caravelle Super 12 de Sterling Airways, Dinamarca.

Historia y notas

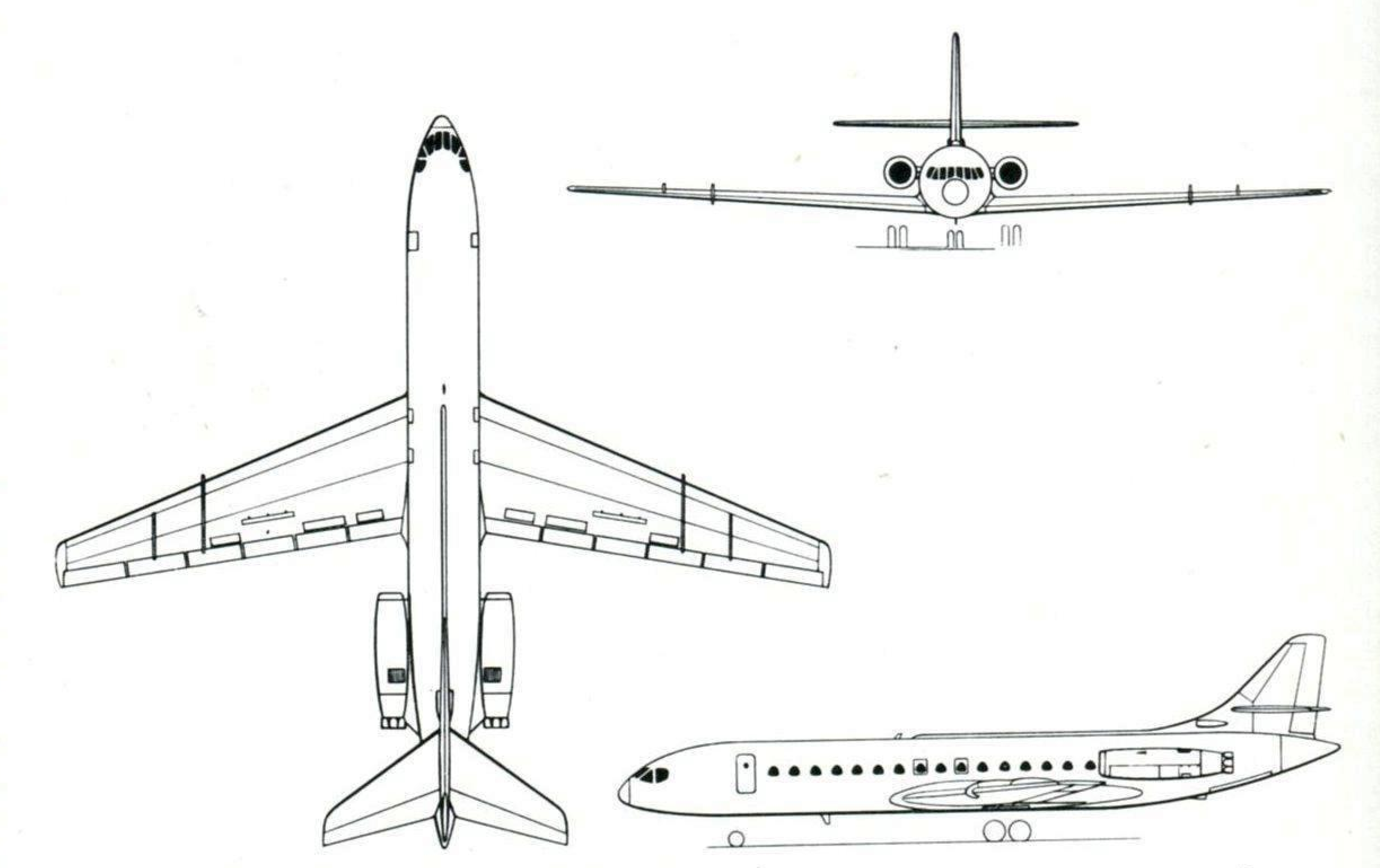
El primer turborreactor comercial francés, el **Caravelle**, se distinguió también por ser el primer turborreactor comercial de corto y medio alcance, y el único con la planta motriz montada en la parte posterior del fuselaje. Una disposición del Ministerio francés de Aviación Civil de noviembre de 1951 llamaba al desarrollo en Francia de un avión de línea equipado con turbina y capaz de competir en el mercado internacional con los aviones de esta categoría que ya estaban volando en Gran Bretaña y que serían desarrollados en EE UU.

Se recibieron proyectos de diseño de seis fabricantes nacionales, y finalmente se escogió el de la Sud-Est, a quien el Secrétariat d'État à l'Air encargó dos prototipos en enero de 1953; unas semanas después se elegía el nombre de Caravelle para los nuevos aparatos de línea. La Sud-Est, o Société Nationale de Constructions Aéronautiques du Sud-Est (SNCASE), para darle su nombre completo, se unió con la Sud-Ouest (SNCASO) el 1.º de marzo de 1957, para formar la Sud-Aviation. Esta última compañía se unió luego con la Nord-Aviation y la SEREB para formar, el 1.º de enero de 1970, la Société Nationale Industrielle Aérospatiale.

En su forma inicial el Caravelle, que llevó la denominación de la Sud-Est SE210, había sido proyectado para dar cabida a 52 pasajeros, y el primero de los dos prototipos, ambos equipados con dos turborreactores Rolls-Royce Avon RA.26, de 4 536 kg de empuje, voló por primera vez el 27 de mayo de 1955. Sin embargo, la serie inicial de producción **Caravelle I** alargó el fuselaje en 1,41 m, para proporcionar acomodo normal a 64 pasajeros, con una distribución de asientos de varias clases.

El Caravelle tenía una configuración de monoplano de ala baja y estaba íntegramente construido en metal. El ala en flecha incluye alerones accionables hidráulicamente, flaps con borde de fuga de tipo Fowler y aerofrenos en el extradós y el intradós de las alas, delante de los flaps. La unidad de cola también estaba equipada con superficies de control, y el empenaje estaba montado sobre la deriva para protegerlo del chorro de las turbinas, instaladas a ambos lados del fuselaje de popa. Este uso pionero de los turborreactores montados en popa tenía como fin principal asegurar que el ala «limpia» (libre de interferencias aerodinámicas provocadas por los motores, montajes de motores y barquillas) rindiera su prestación óptima; pero también, secundariamente, el de reducir el nivel de ruidos en el ambiente de la cabina. En este último aspecto, los pasajeros sentados en la parte delantera eran los más beneficiados y muchos, luego, al comparar entre el Caravelle, el Boeing 707 y el de Havilland Comet, se refirieron con entusiasmo a la «tranquila» cabina del Caravelle. El tren de aterrizaje era del tipo triciclo replegable hidráulicamente, con dos ruedas en el morro y un conjunto de cuatro ruedas en cada pata. La planta motriz del Caravelle I (del que se construyeron 19 ejemplares) constaba de dos motores Avon Ra.29 Mk 522 de 4 763 kg de empuje; en cambio el **Caravelle IA** que le siguió (y del que se construyeron 13) tenía motores RA.29/1 Mk 526.

Luego se construyeron un total de 78 **Caravelle III,** cuya diferencia era tener instalados motores RA.29/3 Mk 527 de 5 307 kg de empuje. Todos menos uno de los Mk I y los 13 Mk IA Caravelle fueron más tarde convertidos en Mk III estándar. La producción continuó con el **Caravelle VI,** de los que el VI-N (construidos 53) y el VI-R (construidos 56) tenían las siguientes características diferenciales: el VI-N tenía dos turborreactores RA.29/6 Mk 531 de 5 534 kg de empuje, y el VI-R tenía motores Mk 532R o Mk 535R de 5 715 kg de empuje, que introducían inversores de empuje para reducir la carrera de aterrizaje. Otras mejoras que se incorporaron en el VI-R fueron la ampliación de las ventanillas de la cabina de pilotaje a fin de aumentar el campo visual, frenos más poderosos y equipo de deflectores de ala para disminuir la sustentación.



Aérospatiale (Sud) SE 210 Caravelle VI-R

La siguiente versión, que voló el 3 de marzo de 1964, fue el **Super Caravelle** (construidos 22), un desarrollo considerablemente refinado de la familia básica Caravelle, que introducía muchas mejoras aerodinámicas. Las mismas incluían una extensión delantera del borde de ataque del ala, junto a la raíz; la introducción de flaps de doble ranura con un recorrido extra de 10º del flap; la instalación de un carenado en forma de bala en la intersección del timón de dirección y los timones de profundidad, y un incremento de 1,40 m en la envergadura del empenaje. Otros progresos comprendían la instalación de motores turbofan Pratt & Whitney JT8D-7 de 6 350 kg de empuje, el alargamiento en un metro del fuselaje para dar acomodo en clase turista a un máximo de 104 pasajeros, la introducción de una unidad auxiliar de potencia y la modernización de los sistemas eléctrico e hidráulico.

El Super Caravelle había recibido originariamente la denominación de **Caravelle 10B,** y el modelo fue sucedido por el **10R** (construidos 20), el primero de los cuales voló el 8 de enero de 1965. Era básicamente una célula Caravelle VI, con motores JT8D-7, inversores de empuje en cascada diseñados por la Sud-Aviation, y una modificación de la célula para incrementar la capacidad de las bodegas de carga inferiores. Luego la compañía de-



En sus operaciones dentro de la Francia metropolitana, Air Inter (Lignes Aériennes Intérieures) utiliza, entre otros tipos, 16 Aérospatiale (Sud) Caravelle III y siete Caravelle 12. El tipo que se ve aquí es un Caravelle III, equipado con un par de turborreactores Rolls-Royce Avon (foto Air Inter).

sarrolló el **Caravelle 11R** para satisfacer un pedido de aumento de la capacidad de carga en rutas de alcance medio. El Caravelle 11R fue, pues, una versión de pasajeros y carga con acomodo normal para 50 pasajeros de clase turista y 66 m² de carga. Esto se consiguió gracias a un alargamiento de 0,93 m en el fuselaje por delante del ala, el refuerzo del piso de la cabina y de ciertas áreas del fuselaje, la provisión de una puerta de carga de 3,32 por 1,84 m en el lado de babor del fuselaje delantero, y el añadido de un tabique móvil para separar el espacio destinado a la carga de los pasajeros. Sólo se construyeron seis ejemplares de esta versión, el primero de los cuales realizó su vuelo inicial el 21 de abril de 1967.

El último Caravelle de producción fue el **Mk 12,** desarrollado a partir del Super-Caravelle, y con un fuselaje alargado en 3,23 m para dar acomodo a un máximo de 140 pasajeros. Otros cambios incluían el refuerzo de la estructura a fin de soportar pesos mayores, y la introducción de turbofan Pratt & Whitney JT8D-9. El primero voló el 29 de octubre de 1970 y la producción del Caravelle 12 fue de 12 ejemplares, con lo que la producción total alcanzó las 280 unidades, incluidos los prototipos. En el apogeo de su utilización, los Caravelle prestaban servicio en unas 35 compañías. En 1980 muchos permanecían en servicio; unos pocos son utilizados por pequeñas fuerzas armadas en calidad de aviones de transporte.

Especificaciones técnicas

Aérospatiale Caravelle 12
Tipo: avión de transporte de alcance corto y medio
Planta motriz: dos turbofan Pratt & Whitney JT8D-9 de 6 577 kg de empuje
Prestaciones: velocidad máxima de crucero, con carga de 50 000 kg, 825 km/h a 7 620 m; autonomía con combustible máximo, 11 240 kg de carga útil y sin combustible de reserva, 4 040 km; autonomía con carga útil máxima de 13 200 kg, sin combustible de reserva, 3 465 km
Pesos: vacío 29 500 kg; máximo en despegue 58 000 kg
Dimensiones: envergadura 34,29 m; longitud 36,23 m; altura 9,02 m; superficie alar 146,70 m²
Usuarios: Aerotal, Aerotour, Aerovías del César, Air Afrique, Air Burundi, Air Charter International, Air France, Air Inter, Aviaco, China Airlines, CTA Euralair, Europe Aero Service, Far Eastern Air Transport, Finnair, Indian Airlines, Midwest Air Charter, Minerve SA, SAETA, Servicios Aéreos Nacionales, Sterling Airways, Syrian Arab Airlines, TAE y Trans Europa, entre otros

Aérospatiale Ludion: ver Sud-Aviation

Aérospatiale N 3202-B1B: ver Nord 3202

Aérospatiale N 500: ver Nord 500

Aérospatiale Rallye: ver Socata Rallye

Aérospatiale SE 313B/SA 318C Alouette II

Historia y notas

De configuración convencional pero diseño robusto, el **Aérospatiale Alouette II** fue uno de los primeros verdaderos helicópteros multiuso y se distiguió en gran variedad de tareas. Esta adaptabilidad se vio facilitada por su seguro motor turboeje, de fácil mantenimiento, y su tren de aterrizaje, que podía ser tanto de ruedas como de patines o flotadores, y que contaba además con un tren de flotación de emergencia.

En su origen, el Alouette II era un **Sud-Est SE 3120 Alouette** (Alondra), helicóptero ligero triplaza diseñado especialmente con fines agrícolas. El primer prototipo SE 3120 voló el 31 de julio de 1952, equipado con un motor Salmson 9NH radial de 200 hp, y un año después establecía un nuevo récord internacional de duración para helicópteros en circuito cerrado, con 13 h 56 min. La célula básica fue entonces enteramente rediseñada a fin de adaptarse al turboeje Turboméca Artouste I de 360 hp, y el primero de los dos prototipos, denominado **SE 3130,** voló el 12 de marzo de 1955, seguido de tres aparatos de preproducción en 1956. El 2 de mayo de 1956 se otorgó al Alouette II el certificado francés de autorización de vuelo, y poco después empezaron los pedidos en el mercado internacional. En 1957, al fusionarse la Sud-Est con la Sud-Aviation, se cambió la denominación del Alouette II por la de **SE 313B,** que ya no cambió tras la adquisición de Sud por la Aérospatiale.

Desde el comienzo, el Alouette II demostró tener un excelente diseño, particularmente adaptable a las operaciones a gran altura. Así, durante el período del 9 al 13 de junio de 1958, un Alouette II equipado con un motor turboeje Artouste estableció un nuevo récord de altura para helicópteros de todo tipo, con 10 981 m, y un récord de altura de 9 583 m para helicópteros de la categoría de 1 750 kg. Hacia setiembre de 1960, clientes de 22 países habían encargado no menos de 598 Alouette II, y el tipo era montado en EE UU por Republic Aircraft y en Suecia por Saab. También fue el primer aparato francés de cualquier tipo, y el primer helicóptero del mundo, que obtuvo un certificado de vuelo norteamericano.

En mayo de 1957 se anunció una variante del Alouette II con un motor Turboméca Turmo II de 400 hp, con la denominación **SE 3140,** pero no llegó a la fase de producción. Más éxito tuvo otra variante, equipada con el más económico motor Astazou IIA turboeje y con un embrague centrífugo. El primer prototipo, denominado SA 3180, voló el 31 de enero de 1960, y después de duras pruebas, el 18 de febrero de 1964 se le otorgaba una extensión del certificado francés de autorización de vuelo para el Alouette II. La producción, como **SA 318C,** comenzó el mismo año, y las primeras entregas tuvieron lugar en 1965. De apariencia y versatilidad similares en general al modelo básico, el SA 318C contaba con una velocidad máxima ligeramente superior y mayor autonomía, y era capaz de transportar cargas más pesadas, aunque tenía la desventaja de adaptarse peor a las operaciones a gran altura.

El éxito del diseño básico del Alouette II se vio reflejado en el número creciente de clientes civiles y militares: hacia el 1.° de junio de 1967 se habían encargado un total de 988 Alouette II, incluidos los que llevaban motores Astazou, y se habían entregado 969; el 21 de mayo de 1970 el total ascendió a 1 200 (923 con motores Artouste y 277 con Astazou); este total incluía 450 Alouette II que se habían entregado a las Fuerzas Aéreas, al Ejército y a la Marina de Francia. Hacia la primavera de 1975, cuando la producción de este helicóptero se había dado definitivamente por terminada, la cantidad de Alouette II vendidos llegaba a la cifra de 1 300, y lo utilizaban 126 usuarios, tanto civiles como militares, en un total de 46 países.

En su función militar, ambas versiones del Alouette II pueden cargar una gran variedad de cohetes, misiles y ametralladoras.

Especificaciones técnicas

Aérospatiale SE 313B Alouette II
Tipo: helicóptero ligero multiuso
Planta motriz: un turboeje Turboméca Artouste II C6 de 530 hp, reducido a 360 hp
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 185 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 165 km/h; velocidad ascensional al nivel del mar



Uno de los principales usuarios del Alouette II como taxi aéreo es Aircraft Innsbruck Lufthart (foto A.I.L.)

252 m/min; techo de servicio 2 150 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 1 650 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 920 m; autonomía con combustible máximo al nivel del mar 565 km; autonomía con carga útil de 545 kg al nivel del mar 100 km; autonomía con carga útil de 390 kg al nivel del mar 300 km; duración máxima de vuelo con combustible máximo al nivel del mar 4 h 6 min
Pesos: vacío 895 kg; máximo en despegue 1 600 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,20 m; diámetro del rotor de cola 1,81 m; longitud (palas de rotor replegadas) 9,70 m; altura 2,75 m; superficie discal del rotor principal 81,75 m²

Aérospatiale SA 318C Alouette II Astazou
Tipo: helicóptero ligero multiuso
Planta motriz: un turboeje Turboméca Astazou IIA de 530 hp
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 205 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 170 km/h; velocidad ascensional al nivel del mar, 400 m/min; techo de servicio 3 300 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 1 520 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 900 m; autonomía con combustible máximo al nivel del mar 720 km; autonomía con 600 kg de carga útil 100 km; autonomía con 480 kg de carga útil 300 km
Pesos: vacío 890 kg; máximo en despegue (versión civil) 1 600 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 10,20 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud del fuselaje (con rotor de cola en giro) 9,75 m; altura 2,75 m; superficie discal del rotor principal 81,7 m²

Aérospatiale SA 315B Lama

Historia y notas

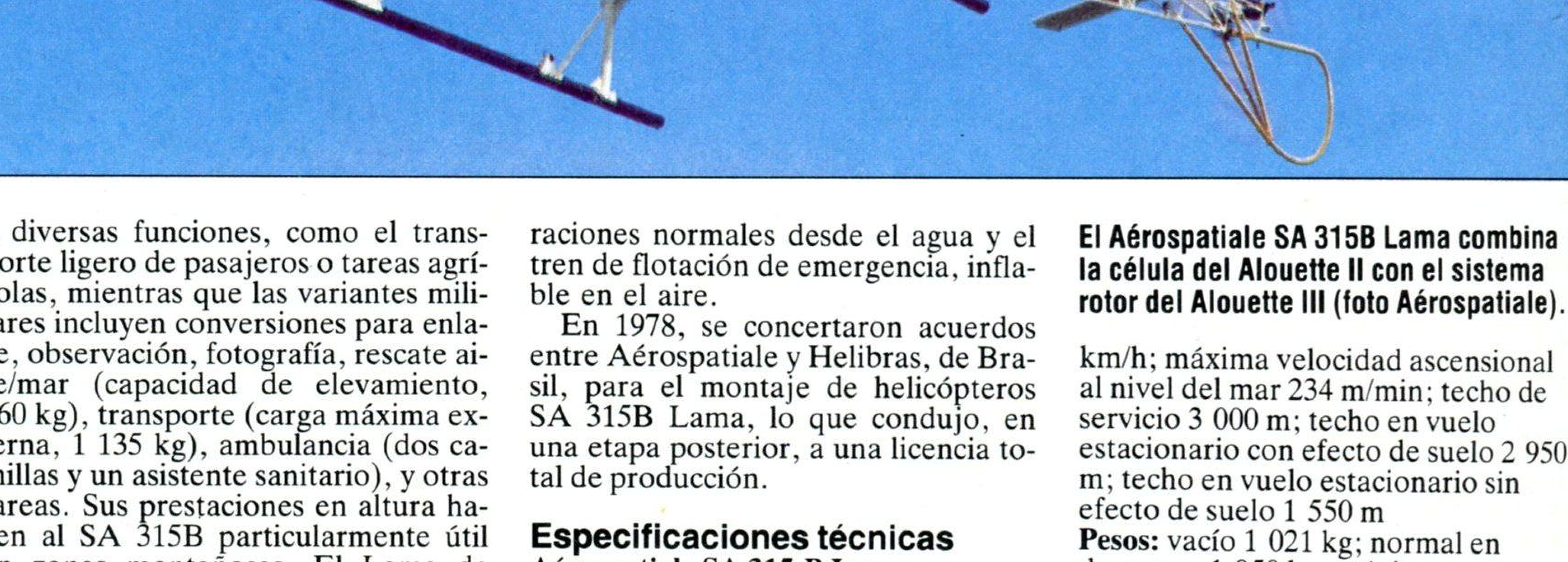
Originariamente proyectado para satisfacer un pedido de 1968 de las Fuerzas Armadas Indias y pensado sobre todo para operaciones en condiciones de «altitud y calor», el diseño básico del **Aérospatiale SA 315B Lama** combina una célula Alouette II reforzada con los componentes dinámicos del SA 316B Alouette III, incluidos la planta motriz Artouste y el sistema rotor. El prototipo SA 315 voló por primera vez el 17 de marzo de 1969, recibió el certificado francés de aptitud el 30 de setiembre de 1970, y en julio de 1971 sus fabricantes lo bautizaron con el nombre Lama.

Desde el primer momento, el SA 315B sobresalió en prestaciones de carga a gran altitud. Durante una serie de vuelos de exhibición en el Himalaya indio en 1969, un SA 315B, con una tripulación de dos hombres y 120 kg de combustible, aterrizó y despegó a la mayor altitud jamás registrada, 7 500 m. El 21 de junio de 1972, un Lama con un solo piloto a bordo estableció un récord de altura absoluta para helicópteros, al alcanzar los 12 442 m.

Estos logros, así como la reputación de gran fiabilidad conquistada por sus parientes cercanos, los Alouette II y III, le aseguraron una buena acogida en el mercado. Ya en 1971 se firmaron acuerdos sobre licencia de producción del SA 315B por la empresa HAL de Bangalore, en la India. El primer Lama montado en la India voló el 6 de octubre de 1972, y las entregas comenzaron en diciembre de 1973. El Lama de producción HAL fue rebautizado Cheetah.

Semejante a la serie de los Alouette, el Lama SA 315B puede adaptarse a diversas funciones, como el transporte ligero de pasajeros o tareas agrícolas, mientras que las variantes militares incluyen conversiones para enlace, observación, fotografía, rescate aire/mar (capacidad de elevamiento, 160 kg), transporte (carga máxima externa, 1 135 kg), ambulancia (dos camillas y un asistente sanitario), y otras tareas. Sus prestaciones en altura hacen al SA 315B particularmente útil en zonas montañosas. El Lama de producción puede transportar cargas externas colgantes de más de 1 000 kg a una altura de 2 500 m. Otro factor importante es su tren de aterrizaje universal, consistente en patines con ruedas portátiles para aterrizajes en tierra, equipo de flotadores para operaciones normales desde el agua y el tren de flotación de emergencia, inflable en el aire.

En 1978, se concertaron acuerdos entre Aérospatiale y Helibras, de Brasil, para el montaje de helicópteros SA 315B Lama, lo que condujo, en una etapa posterior, a una licencia total de producción.



El Aérospatiale SA 315B Lama combina la célula del Alouette II con el sistema rotor del Alouette III (foto Aérospatiale).

Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 315-B Lama
Tipo: helicóptero pentaplaza para misiones generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Artouste IIIB de 970 hp, reducido a 550 hp
Prestaciones: (con 2 300 kg): velocidad máxima de crucero 120 km/h; máxima velocidad ascensional al nivel del mar 234 m/min; techo de servicio 3 000 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 950 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 550 m
Pesos: vacío 1 021 kg; normal en despegue 1 950 kg; máximo en despegue con carga exterior colgante 2 300 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,02 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud del fuselaje 10,26 m; altura 3,09 m; superficie discal del rotor principal 95,38 m²

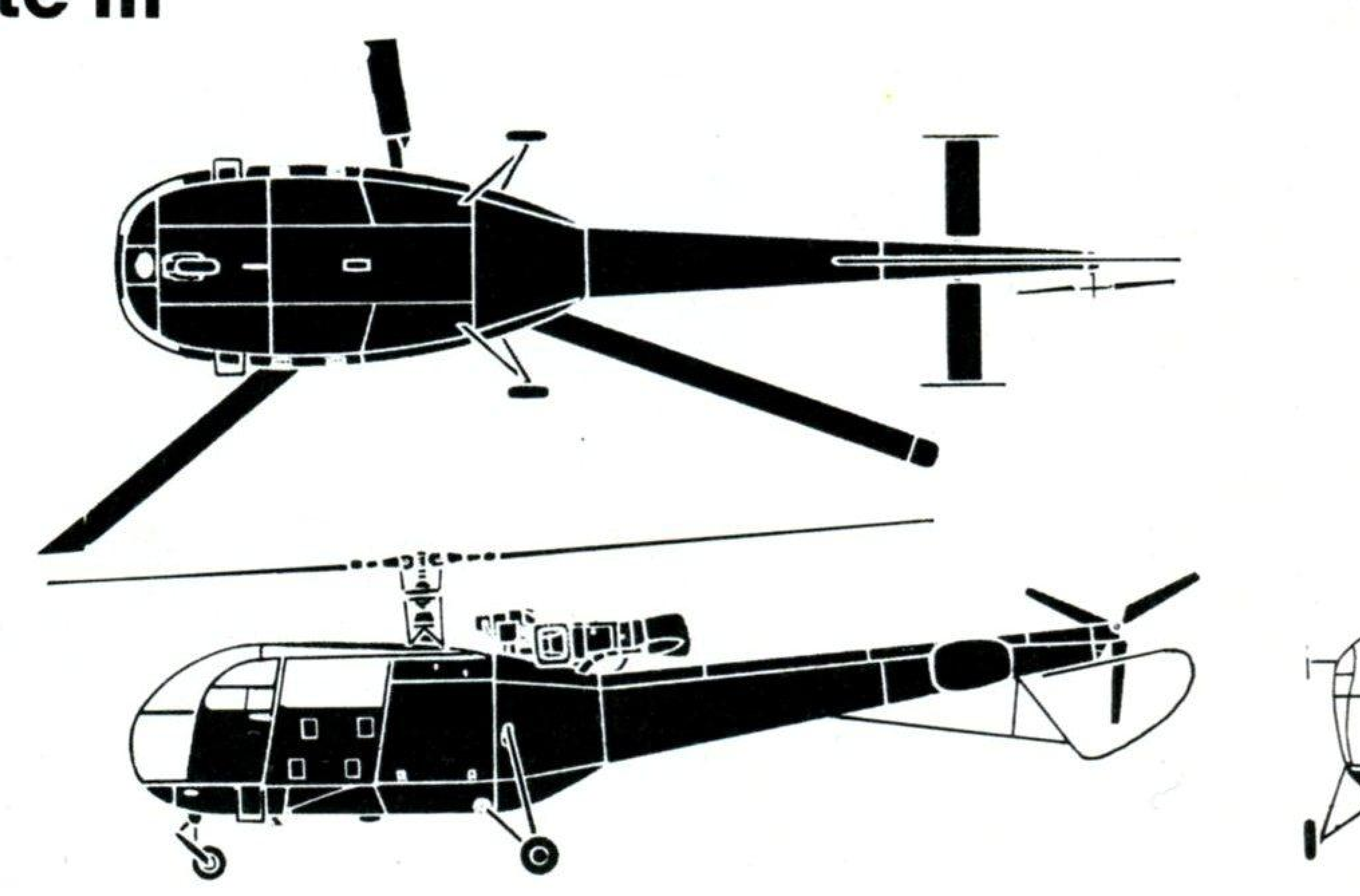
Aérospatiale SA 316B/SA 319B Alouette III

Historia y notas

El **Aérospatiale Alouette III** es un desarrollo ampliado y afortunado del Alouette II, con aumento de la capacidad de la cabina, equipo mejorado, motor de turbina más poderoso y prestaciones mejores en general. El prototipo, denominado **SE 3160,** voló por primera vez el 28 de febrero de 1959, y le siguió la primera serie de producción conocida con **SA 316A**. En junio de 1960, un Alouette con siete tripulantes a bordo mostró su extraordinario rendimiento al aterrizar y despegar a una altura de 4 810 m en el Mont Blanc, Alpes franceses. Cinco meses más tarde, el mismo ejemplar Alouette III, con dos tripulantes y 250 kg de carga útil, aterrizó y despegó a una altura de 6 004 m en el Himalaya (ambos logros, sin precedentes en materia de helicópteros). El SA 316A fue construido para el mercado interior francés y para la exportación, y en junio de 1962 fue objeto de un acuerdo de licencia de producción con HAL en la India. El primer Alouette III montado en la India voló el 11 de junio de 1965.

Siguieron luego varios desarrollos experimentales, incluida una variante para todo tipo de condiciones atmosféricas, que realizó su primer vuelo el 27 de abril de 1964. El posterior **SA 316B**, que voló por primera vez el 27 de junio de 1968, disponía de transmisiones reforzadas en el rotor principal y rotor de cola y era en general un poco más ligero, pero podía transportar mayor carga. Se convirtió en la principal versión de producción, y desde que se iniciaron las primeras entregas, en 1970, el modelo se convirtió de inmediato en un éxito de exportación.

Los prototipos Alouette III y las dos primeras series de producción estaban equipadas con turboejes Turboméca Artouste IIIB, que luego fueron reemplazados por el Artouste IIID en el **SA 316C**, el cual sólo se construyó en número limitado.



Aérospatiale SA 316C Alouette III.

La cabina del Alouette III es más cerrada que la del Alouette II, y puede dar cabida a siete personas. Todos los asientos de los pasajeros son fácilmente desmontables a fin de ampliar el espacio para carga. Está prevista una eslinga exterior para transportar cargas superiores a los 750 kg; y para las tareas de rescate aire/mar, una grúa de 175 kg de capacidad. Lo mismo

que la mayoría de los helicópteros ligeros de cometidos generales, el Alouette III también puede usarse para la evacuación de heridos, pues tiene capacidad para transportar dos camillas y dos médicos o asistentes sanitarios sentados detrás del piloto.

Las experiencias posteriores realizadas con el motor turboeje Astazou, de mayor eficacia desde el punto de vista térmico y más económico, condujeron al **SA 319B Alouette III Astazou,** desarrollo directo del SA 316B. El primer prototipo experimental SA 319B voló por primera vez en 1967, pero la producción de serie no comenzó hasta 1973.

Las variantes del Alouette III tuvieron más éxito aún en el mercado internacional que las de su predecesor, y el 1.° de abril de 1978 se habían vendido no menos de 1 382 unidades (y entregado 1 370) a 190 usuarios civiles y militares de 92 países. Además de la licencia de producción a HAL de Bangalore, India (200), se firmaron acuerdos similares con ICA-Brasov, Rumania (130) y Suiza (60).

Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 316B Alouette III
Tipo: helicóptero para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Artouste IIIB de 870 hp, reducido a 570 hp
Prestaciones: (versión estándar, con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 210 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 185 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar 260 m/min; techo de servicio 3 200 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 880 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 520 m; autonomía con combustible máximo al nivel del mar 480 km; autonomía a altura óptima 540 km
Pesos: vacío 1 143 kg; máximo en despegue 2 200 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,02 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud total (palas del rotor plegadas) 10,03 m; altura 3,00 m; superficie discal del rotor principal 95,38 m^2

Aérospatiale SA 319C Alouette III Astazou
Tipo: helicóptero para cometidos generales
Planta motriz: un turboeje Turboméca Astazou XIV de 870 hp, reducido a 600 hp
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima al nivel del mar 220 km/h; velocidad máxima de crucero al nivel del mar 197 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar, 270 m/min; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 3 100 m; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 1 700 m; autonomía con seis pasajeros (despegue al nivel del mar) 605 km
Pesos: vacío 1 146 kg; máximo en despegue 2 250 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 11,02 m; diámetro del rotor de cola 1,91 m; longitud (palas del rotor plegadas) 10,03 m; altura 3,00 m; superficie discal del rotor principal 95,38 m^2



Aérospatiale Alouette III del 3.° Sqn de las Reales Fuerzas Aéreas de Malaysia, con base en Kuala Lumpur.

Alouette III de la Força Aerea Portuguesa, con base en Bissau en 1971, que se utilizó contra las fuerzas de liberación de Guinea-Bissau.

Uno de los 15 Alouette III de las Reales Fuerzas Aéreas de Jordania con base en Ammán.

Aérospatiale Alouette III de las Fuerzas Aéreas de Tunicia.

Aérospatiale Alouette III de la Gendarmería francesa suspendido sobre un fondo de montaña. Por sus prestaciones a gran altura, es un admirable instrumento de trabajo en esas regiones (foto Aérospatiale).

Aérospatiale SA 321 Super Frelon

Historia y notas

Derivado del más pequeño Sud-Aviation SA 3 200 Frelon (Avispón), helicóptero mediano de transporte que voló por primera vez el 10 de junio de 1959, el **Aérospatiale SA 321 Super Frelon** fue diseñado con asistencia técnica de la Sikorsky Aircraft de EE UU y construido en cooperación con la Fiat de Italia. En consecuencia, la serie SA 321 incluye algunas características típicas de los Sikorsky, tales como el casco hermético para operaciones anfibias, las cámaras de aire de flotación que alojan el tren de aterrizaje principal, y un sistema rotor diseñado por Sikorsky. El primer prototipo Super Frelon, denominado originariamente **SA 3210-01,** voló el 7 de diciembre de 1962, equipado con tres motores Turboméca Turmo IIIC2 de 1 320 hp, en versión equipada para transporte de tropa. En julio de 1963, este aparato estableció varios récords internacionales para helicópteros, entre ellos un velocidad de 341 km/h en un circuito de 3 km, y una velocidad de 350,47 km/h en un circuito de 15/25 km. El segundo prototipo, que voló el 28 de mayo de 1963 era la versión navalizada y presentaba flotadores estabilizadores en los soportes del tren de aterrizaje principal. Siguieron a éste cuatro ejemplares de preproducción SA 321 y un encargo de Aéronavale de 17 unidades, denominadas **SA 321G**. Esta versión fue especialmente diseñada para misiones de patrulla marítima/antisubmarino y se convirtió en la primera serie de producción. El prototipo SA 321G voló el 30 de noviembre de 1965, y las entregas de producción comenzaron a principios de 1966. Estos helicópteros llevaban un equipo completo de guerra antisubmarina; la sección de cola se pliega y los amortiguadores del tren inferior de tres ruedas pueden bajarse para facilitar su almacenamiento.

La versión comercial **SA 321F**, con cabida para 37 pasajeros, voló por primera vez el 7 de abril de 1967 y fue aprobada para el servicio de pasajeros en junio de 1968. Una versión de transporte utilitario público más rápida y de mayor autonomía, el **SA 321J**, se había introducido en el campo comercial aún antes de esa fecha. Su prototipo voló por primera vez el 6 de julio de 1967, y el SA 321J obtuvo el 20 de octubre de 1967 el certificado francés de autorización de vuelo.

El Super Frelon había atraído el interés de clientes extranjeros aún antes de entrar en servicio en Francia, y muy pronto llegaron los primeros pedidos de exportación. Los Super Frelon construidos para Israel llevaban la denominación **SA 321K** y estaban equipados como transportes militares, pero después de su entrega en 1967 mostraron a menudo su eficacia en misiones de transporte aéreo de tropas de asalto. Los ejemplares de transporte militar similares suministrados a la República de Sudáfrica y Libia reciben la denominación **SA 321L**. Estos helicópteros transportan una tripulación de tres hombres y 27-30 soldados; sus rampas traseras de carga se pueden abrir en vuelo.

Las últimas versiones en producción y servicio son el **SA 321Ja**, transporte de pasajeros y carga que es una versión más pesada del SA 321J, y el **SA 321H**, helicóptero militar universal simplificado sin flotadores estabilizadores, carenado externo ni equipo de descongelamiento. Lo mismo que toda la serie de Super Frelon militares, puede adaptarse al transporte de tropas (27-30 hombres), función de ambulancia (tripulación, 15 camillas y 2 asistentes sanitarios), rescate aéreo en el mar (con previsión para una grúa de 275 kg de capacidad) y transporte de carga (5 000 kg de carga interna o externa), pero también es capaz de adaptarse a otras necesidades.



Aérospatiale SA 321L Super Frelon de las Fuerzas Aéreas de Libia.

Aérospatiale SA 321K Super Frelon de las Fuerzas Aéreas Israelíes.

Variantes

SA 3200 Frelon: transporte; 3 turboejes Turmo IIIB; dos tripulantes y 28 soldados, cola amovible para la carga; el primer prototipo voló el 10 de junio de 1959; estableció la configuración básica del Super Frelon
SA 3210.01 y **02 Super Frelon:** prototipo para transporte de tropas (primer vuelo el 7 de diciembre de 1962) y versión navalizada (primer vuelo el 28 de mayo de 1963); 3 motores Turmo IIIC2 de 1 320 hp (en total 2)
SA 321: 4 aparatos de preproducción
SA 321F Super Frelon: transporte civil de pasajeros; 3 motores Turmo IIIC6 de 1 320 hp; diseñado para transportar 34-37 pasajeros en etapas de 175 km a una velocidad de crucero de 230 km/h, con reserva de combustible para 20 min; primer vuelo del prototipo el 7 de abril de 1967; autorización francesa de vuelo el 27 de junio de 1968
SA 321G Super Frelon: versión anfibia navalizada/antisubmarino; 3 motores Turmo IIIC; 5 tripulantes; radar panorámico Sylphe en flotadores en larguero de soporte de plano fijo, capacidad máxima 4 torpedos autodirigidos, sonar sumergible; el primer ejemplar de producción voló el 30 de noviembre de 1965; entregas a partir de 1966 (24 en total)
SA 321H Super Frelon: versión militar simplificada; tareas de transporte y ataque; 3 motores Turmo IIIE6
SA 321J Super Frelon: transporte utilitario/público; diseñado para transportar un máximo de 27 pasajeros con equipaje en etapas de 700 km a una velocidad de crucero de 243 km/h, con reserva de combustible para 20 min; el prototipo voló el 6 de junio de 1967; autorización de vuelo el 20 de octubre de 1967
SA 321Ja Super Frelon: transporte de pasajeros y carga; en general semejante al SA 321J, pero con peso máximo en despegue aumentado a 13 000 kg; 3 motores Turmo IIIC; máximo de 27 pasajeros; autorización de vuelo en diciembre de 1971
SA 321K Super Frelon: versión militar de transporte y asalto no anfibia para Israel (versión militar del SA 321J); 3 motores Turmo IIIC
SA 321L Super Frelon: versión militar de transporte no anfibia para República de Sudáfrica y Libia; 3 motores Turmo IIIC

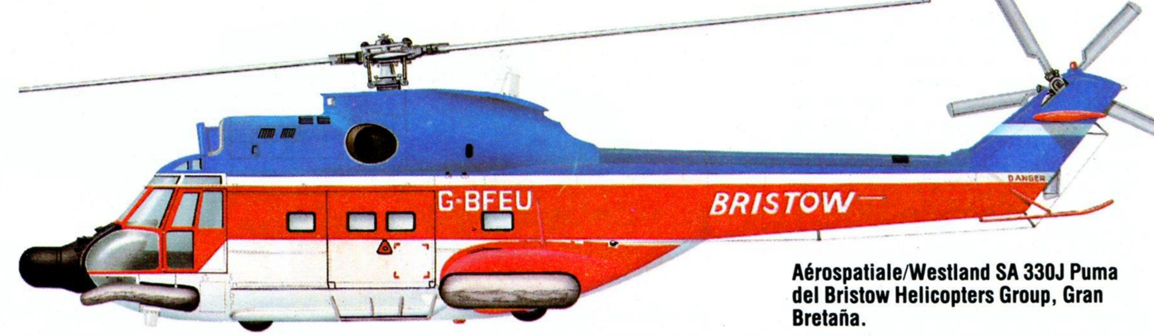
Especificaciones técnicas

Aérospatiale SA 321G/H Super Frelon
Tipo: helicóptero para trabajos pesados
Planta motriz: (SA 321G) 3 turboejes Turboméca Turmo IIIC de 1 550 hp o (SA 321H) 3 turboejes Turmo IIIE6 de idéntica potencia
Prestaciones: (con peso máximo en despegue) velocidad máxima permisible al nivel del mar 275 km/h; velocidad de crucero al nivel del mar 250 km/h; velocidad ascensional máxima al nivel del mar 400 m/min; techo de servicio 3 150 m; techo en vuelo estacionario con efecto de suelo 2 170 m; autonomía normal al nivel del mar 820 km; autonomía al nivel del mar con carga útil de 3 500 kg, 920 km; duración de vuelo en misión antisubmarina 4 horas
Pesos: vacío (SA 321G) 6 863 kg, (SA 321H) 6 702 kg; máximo en despegue (ambas versiones) 13 000 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 18,90 m; diámetro del rotor de cola 4,00 m; longitud del fuselaje 19,40 m; altura (SA 321G, palas rotor y cola plegadas) 4,94 m; altura del rotor de cola 6,66 m; superficie discal del rotor principal 280, 55 m²
Equipo de operaciones (SA 321G): sistema de navegación propio con radar doble, radar panorámico Sylphe y sonar sumergible; previsión para un máximo de 4 torpedos externos autodirigidos; el SA 321G y el SA 321H pueden equiparse con un sistema de armas antibuque (2 misiles Exocet) con radar Omera-Segid Héraclés ORB-31D para indicación de blancos
Usuarios: el 1.° de mayo de 1978 había vendidos un total de 97 a diez usuarios de ocho países



La Aéronautique Navale francesa es un importante usuario del Aérospatiale SA 321 Super Frelon; entre sus misiones se incluyen la guerra antisubmarina, con sonar sumergible y torpedos, y ataque antibuque con radar especial y misiles aire-superficie Exocet (foto Aérospatiale).

Aérospatiale SA 330 Puma



Aérospatiale/Westland SA 330J Puma del Bristow Helicopters Group, Gran Bretaña.

Historia y notas

A comienzos de la década de los setenta la Sud-Aviation comenzó a diseñar y desarrollar un helicóptero equipado con dos turbinas destinado no sólo a cumplir las especificaciones del Ejército francés para un transporte táctico y logístico para todo tipo de condiciones atmosféricas, sino también a su utilización por otras fuerzas armadas. El primero de dos prototipos realizó su vuelo inicial el 15 de abril de 1965, y el acuerdo anglofrancés sobre helicópteros (firmado el 2 de abril de 1968) convirtió a la Westland Helicopters de Gran Bretaña en copartícipe en la producción de este aparato. Originariamente proyectado para el servicio en el Ejército francés y en la RAF, esta última solicitó la adaptación del helicóptero para el transporte táctico.

El fuselaje del **SA 330 Puma,** como se denominó a este aparato, es una estructura convencional semimonocoque íntegramente de metal, con la planta motriz montada externamente, encima del casco del fuselaje y delante del emplazamiento del rotor principal. El rotor es impulsado por medio de una caja principal de transmisión, con dos engranajes cilíndricos rectos para adaptar la energía de los dos motores turboeje a un eje impulsor simple. En la eventualidad de que un motor falle, el motor restante continúa impulsando el rotor, y en caso de que ambos motores fallen, el rotor principal autogiratorio continúa impulsando los arranques auxiliares del eje del rotor de cola, el alternador, las bombas hidráulicas y el ventilador. La viga de cola, que lleva un rotor de cola de cinco palas con el eje de giro a estribor y un estabilizador horizontal a babor, es una continuación monocoque del fu-

Asahi Helicopter utiliza dos SA 330J Puma en tareas en alta mar, misión que este tipo desempeña muy bien gracias a sus dos motores, equipo anticongelante y radar (foto Aérospatiale).

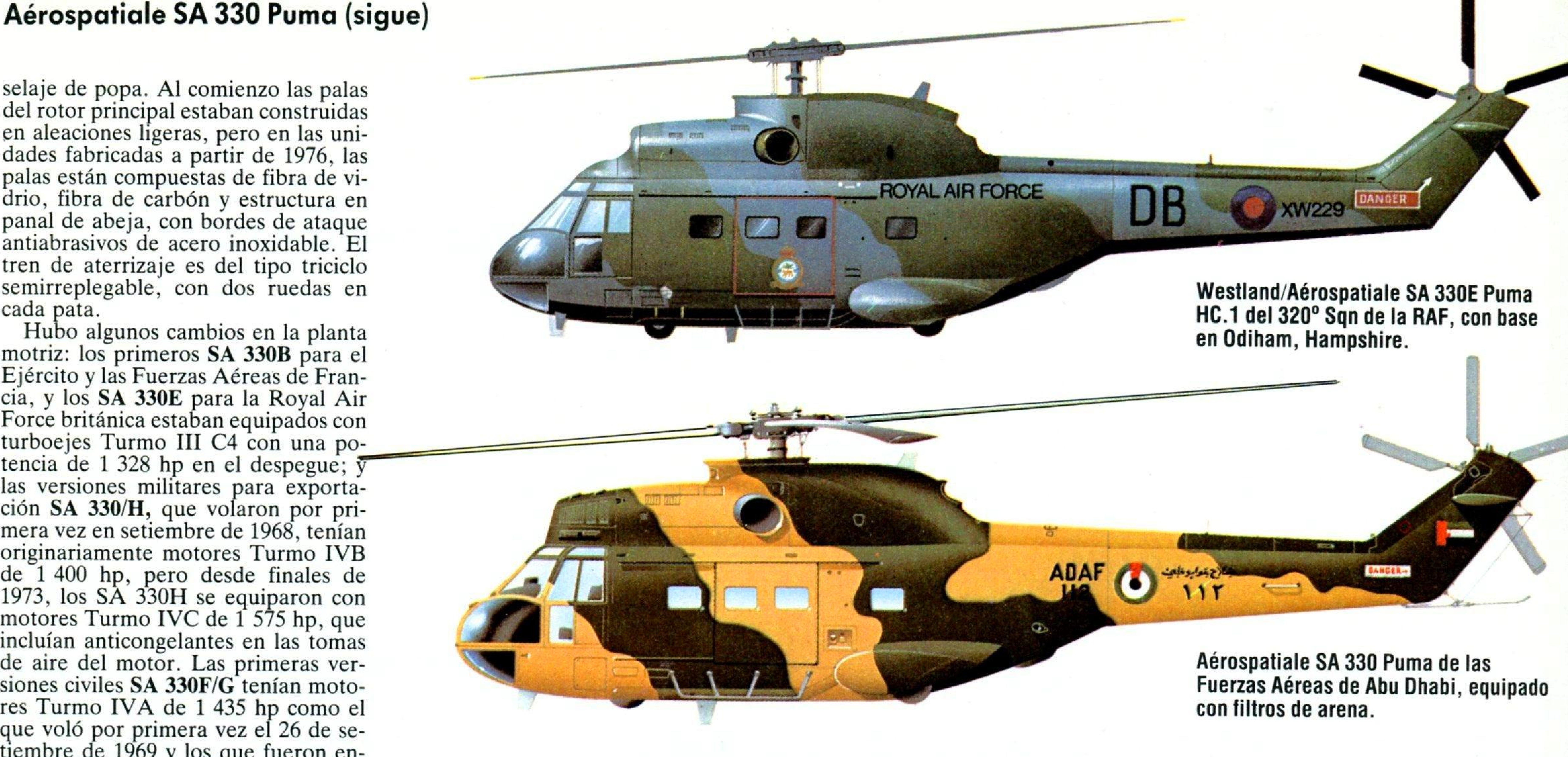
selaje de popa. Al comienzo las palas del rotor principal estaban construidas en aleaciones ligeras, pero en las unidades fabricadas a partir de 1976, las palas están compuestas de fibra de vidrio, fibra de carbón y estructura en panal de abeja, con bordes de ataque antiabrasivos de acero inoxidable. El tren de aterrizaje es del tipo triciclo semirreplegable, con dos ruedas en cada pata.

Hubo algunos cambios en la planta motriz: los primeros **SA 330B** para el Ejército y las Fuerzas Aéreas de Francia, y los **SA 330E** para la Royal Air Force británica estaban equipados con turboejes Turmo III C4 con una potencia de 1 328 hp en el despegue; y las versiones militares para exportación **SA 330/H**, que volaron por primera vez en setiembre de 1968, tenían originariamente motores Turmo IVB de 1 400 hp, pero desde finales de 1973, los SA 330H se equiparon con motores Turmo IVC de 1 575 hp, que incluían anticongelantes en las tomas de aire del motor. Las primeras versiones civiles **SA 330F/G** tenían motores Turmo IVA de 1 435 hp como el que voló por primera vez el 26 de setiembre de 1969 y los que fueron entregados desde finales de 1970; pero, lo mismo que el SA 330H, a partir de finales de 1973 el SA 330G adquirió motores Turmo IVC, planta motriz que se instala también en los helicópteros **SA 330J** (civil) y **SA 330L** (militar), introducidos en 1976.

El SA 330J tiene acomodo para una tripulación normal de dos personas en el compartimiento de pilotaje, y la cabina puede llevar 8, 9 ó 12 VIP, o bien 20 pasajeros en una disposición de gran densidad, con un lavabo y compartimiento para equipaje en la parte posterior de la cabina. Equipado con aparatos térmicos anti-hielo en las palas del rotor principal y anticongelantes térmicos en las palas del rotor de cola, tomas especiales y radar meteorológico, el SA 330J puede volar en todas las condiciones atmosféricas.

Especificaciones técnicas
Aérospatiale SA 330J Puma

Tipo: helicóptero de transporte de tipo medio
Planta motriz: dos turboejes Turboméca Turmo IVC de 1 575 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 258 km/h; techo de servicio 4 800 m; autonomía máxima sin reservas 550 km
Pesos: vacío 3 766 kg; máximo en despegue 7 400 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 15,00 m; diámetro del rotor de cola 3,05 m; longitud total con rotores en giro 18,15 m; altura 5,14 m; superficie discal del rotor principal 177 m^2



Westland/Aérospatiale SA 330E Puma HC.1 del 320° Sqn de la RAF, con base en Odiham, Hampshire.

Aérospatiale SA 330 Puma de las Fuerzas Aéreas de Abu Dhabi, equipado con filtros de arena.



Westland/Aérospatiale SA 330 E Puma HC.1 del 38.° Group, RAF. Este grupo, con base en Odiham, es el centro de transporte táctico de la RAF, e incluye los Squadrons 33.° y 320.° equipados con Puma (foto MoD británico).

Aérospatiale SA 332 Super Puma

Historia y notas
El **Aérospatiale SA 332 Super Puma** es un desarrollo del SA 330 Puma, con turboejes Turboméca Makila más poderosos, tomas de aire multiuso, cabeza de rotor Starflex ligera con transmisión elevada, descongelamiento térmico de las palas del rotor principal, y tren de aterrizaje más ancho con ruedas únicas. La mayor parte de estas características ya habían sido probadas en los SA 330 Puma modificados; el primer prototipo plenamente representativo del SA 332 Super Puma voló el 13 de setiembre de 1978. La producción de esta nueva versión comenzó en agosto de 1978, y el primer ejemplar civil **SA 332C** fue entregado en 1981 (a Petroleum Helicopters).

En su forma comercial inicial, el SA 332 Super Puma tiene la misma capacidad que el SA 330 (dos tripulantes y 19 pasajeros), pero sus prestaciones son marcadamente superiores. La versión alargada **SA 332L Super Puma,** cuyo prototipo voló por primera vez el 10 de octubre de 1980, ofrece ya mayor capacidad. En comparación con el SA 332 Super Puma básico, el SA 332 L tiene el fuselaje alargado en 0,76 m y una ventana extra en cada lado de la parte anterior del fuselaje. El alargamiento proporciona capacidad para acomodar hasta 24 pasajeros, y la mayor carga útil con la misma capacidad de combustible reduce las prestaciones carga/autonomía. Sin embargo, la Aérospatiale ha desarrollado puntas aerodinámicas para las palas del rotor, que permiten un aumento inicial del peso máximo en despegue de unos 200 kg, más otro aumento de 200 kg que se certificó más tarde. La consecuencia de este aumento de peso es elevar la autonomía del SA 332L a una cifra casi comparable a la del SA 332.

Variantes
SA 332 Super Puma: aparato derivado por desarrollo del SA 330
SA 332C Super Puma: versión inicial de producción civil
SA 332L Super Puma: versión «alargada»
SA 332M Super Puma: versión inicial de producción militar, capaz de transportar una carga colgada de 4 000 kg en su papel de transporte, o dos Exocet ASM en su papel antibuque

El Aérospatiale SA 332 Super Puma es esencialmente un Puma con motor potenciado y una ampliación optativa del fuselaje (foto Aérospatiale).

Especificaciones técnicas
Aérospatiale SA 332L Super Puma
Tipo: helicóptero medio para cometidos generales
Planta motriz: dos turboejes Turboméca Makila 1A de 1 775 hp
Prestaciones: velocidad máxima de crucero 288 km/h; velocidad normal de crucero con depósitos exteriores 245 km/h; techo en vuelo estacionario sin efecto de suelo 2 250 m; autonomía con 22 pasajeros 407 km; alcance en vuelo de traslado 1 480 km
Pesos: vacío 4 096 kg; máximo en despegue 8 000 kg
Dimensiones: diámetro del rotor principal 15,08 m; longitud con los rotores en giro 14,48 m; altura 4,92 m; superficie discal del rotor principal 178,60 m^2

